

民用飞机失速试飞研究

王勇 王岩乐 梁远东
(中国商飞民用飞机试飞中心 上海 200232)

摘要:该文在失速基本原理的基础上,研究了现代高性能民用飞机的失速告警系统的原理和实现方式,然后通过对民机设计特点的分析,并结合实际试飞数据,讨论了影响飞机失速速度和失速特性的因素。

关键词:民机 失速 超临界机翼

中图分类号:V32

文献标识码:A

文章编号:1674-098X(2013)01(a)-0026-02

飞机失速是飞机迎角超过临界迎角,机翼升力面出现严重的气流分离,导致飞机升力骤然下降,阻力急剧增大的现象,具体表现为飞机失去控制,自动进入滚转或飘摆状态,高度急剧降低,进而造成飞机失事。

在危及飞行安全的各种因素中,失速一直是对飞行安全产生重要影响的因素之一。为保证飞行安全,美国联邦航空局对如何进行失速试飞有非常明确的条款要求。

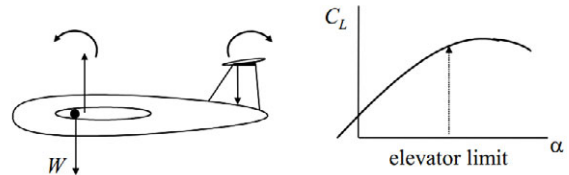


图1 通过重心限制飞机迎角

1 失速的基本原理

失速产生于机翼表面发生气流分离时,气流分离通常开始于机翼后缘并且随着迎角的增大而增加。在机翼气流分离前,升力系数(C_L)随着迎角是线性增加的。随着机翼气流产生分离,升力曲线开始弯曲,斜率减小,线性变差,最终 C_L 随着迎角增加反而降低。

此时气流分离区已扩大至很大范围,升力不再随迎角增加,飞机进入失速状态,飞机的操纵性能极大地减弱甚至丧失,飞行高度急剧下降。

2 失速前的警告

失速告警是飞机接近失速时向飞行员和飞控系统发出警告和控制信息,其目的是在失速前提供一个充足的裕度,是飞行员和飞控系统及时操纵飞机,使飞机恢复到正常飞行状态,避免进入失速,保证飞行安全。现代民用飞机失速告警一般有如下几种形式:

- (1) 平显上会有俯仰姿态限制符号和红色速度带。
- (2) 音响和灯光告警,装有抖杆器的飞机会使驾驶杆抖动,同时断开自动驾驶仪。
- (3) 装有推杆器的飞机,如飞机迎角继续增大,会自动推杆使飞机低头防止失速。

3 失速特性影响因素研究

3.1 平尾影响

平尾经常会被安装在垂尾的顶部,这样的“T”型布局可以提高飞机的横航向稳定性,而不需要使用更大的垂尾。但是它对于飞机的失速特性的影响都是负面的。

“T”型平尾可能完全处于飞机机翼的下流场的影响范围之外,因此飞机失速时引起的下流场丢失不会改变平尾作用力,导致飞机机头上扬。很多具有“T”型尾翼的飞机在进入失速时会出现明显的机头上扬。避免这种问题的出现通常有两种方法:一种是保持飞机前重心,这将降低飞机纵向操纵效率,使飞机不能达到危险迎角(见图1)。

当飞机减速时,飞行员会在飞机机翼气流分离前,达到飞机升降舵的后操纵极限。这将降低飞机的机动能力,但可以避免危险的失速特性。另一种方法是安装推杆器,它可以获得飞机迎角信息并在一个预先设定的迎角值推杆以降低飞机迎角,避免飞机进入失速。

3.2 超临界机翼

为了提高巡航效率,现代运输类飞机机翼通常采用超临界机翼。与传统翼型相比,超临界翼型有较大的前缘半径,翼型中上部表面曲率减小,显得比较平直,而翼型后部有较大的后加载。超临界翼型的特有形状使得飞机具有更高的临界马赫数和更大的超临界马赫数适用范围,对高速飞行有利。但与传统翼型相比,如果没有前缘装置,“超临界翼型”在低速飞行(临近失速)时会出现突然的前缘气流分离。

传统翼型机翼上表面气流分离通常从后缘开始,逐步向前发展;“超临界翼型”的气流分离则会在机翼前缘突然发生而使整个机翼上表面陷入分离区,机翼突然失去升力,如图2所示。因此,采用超临界机翼的飞机在失速前机翼一般没有明显抖动,超过临界迎角后,升力系数突然降低,进入失速。

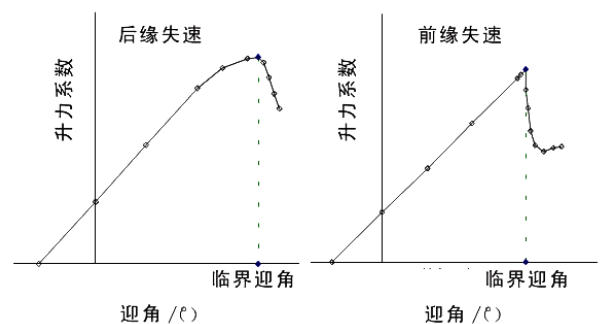


图2 超临界机翼后缘失速和前缘失速比较

3.3 减速率和推力影响

减速率和推力对失速速度和失速特性都有影响,通常减速率越高,推力越大,失速速度越小。这是因为高的减速率可以使飞机在失速前的速度减少的更多,而发动机推力在垂直方向的分量可以补偿部分飞机的所需升力。然而失速速度越小往往意味着飞机的失速特性越差。首先,低的失速速度意味着飞行员在失速时操纵飞机改出的操纵能力更小(舵面的动压小)。下表1中为某型飞机失速速度和失速特性随减速率和推力变化的数据。从表中可以看出,相同的推力下,减速率增大,飞机的失速速度明显减小,失速后飞机的滚转角变化显著增加,失速特性变差;同样

(下转28页)

2.3 回收率^[6]

为了验证方法的准确性,测定降雪和降雨原样及加标样的五种离子含量,抽取原样加标样按1.4处理后对五种阴离子含量进行测定,并计算测定结果的平均值和平均回收率,大气降雪和降雨五种阴离子加标回收实验结果见表2。由表2知实样加标回收率为96.89~100.91%,结果表明方法的准确度较高。

3 结语

采用ICS-2000离子色谱/电导检测器方式,同时检测降雨和降雪中F⁻、Cl⁻、NO₂⁻、NO₃⁻、SO₄²⁻五种阴离子

含量。该方法各离子标准曲线的线性回归方程相关系数r均>0.999,检出限均0.0011 mg·L⁻¹,相对标准偏差为0.352%~0.921%之间;标准样品的测定值均在保证值范围内,说明该方法快速、灵敏、准确,操作简便易推广。

参考文献

[1] 空气和废气监测分析方法.4版(增补版).国家环境保护总局空气和废气监测分析方法编委会,中国环境科学出版社,284-295.
[2] 谢显珍,黄兰芳,谢建伟,等.离子色谱法测定大气降雨中的阴离子[J],光谱实

验室,2011,28(3):1272-1275.

[3] 张宁.离子色谱法对气溶胶中水溶性离子的分析和应用研究进展[M].首届中国中西部地区色谱学术交流会,2006.
[4] 袁英贤,张岩.离子色谱法测定降水中钾、钠、铵[J].平顶山工学院学报,2002,11(4):44-45.
[5] 屠锦河.离子色谱法测定大气降水中的阴离子[J].仪器仪表与分析监测,2003(3):27-28.
[6] 袁挺侠.离子色谱法测定显示降水中的阴、阳离子[M].现代科学仪器,2002:23-24.

表2 方法的回收率结果

离子	加标量	样品名称	本低值	测定值	回收率	样品名称	本低值	测定值	回收率
	Mg/L		mg·L ⁻¹	mg·L ⁻¹	%		mg·L ⁻¹	mg·L ⁻¹	%
F ⁻	1.0	降雪	0.5566	1.5657	100.91	降雨	0.4102	1.3791	96.89
Cl ⁻	1.0		4.3406	5.3127	97.21		1.9602	2.9427	98.25
NO ₂ ⁻	1.0		0.2888	1.2674	97.86		0.201	1.1746	97.36
NO ₃ ⁻	5.0		10.6066	15.4826	97.52		2.1256	7.1081	99.65
SO ₄ ²⁻	5.0		17.5897	22.5207	98.62		11.2561	16.1326	97.53

(上接26页)

的,相同的减速率下,推力增大,飞机的失速速度减小,失速后飞机的滚转角变化增加,失速特性变差。

表1 某型飞机失速试飞数据

减速率(knot/s)	推力	失速速度(knots)	滚转角变化 / °
1	慢车	86	+15
1		86	+10
3		77	+25
3		77	+20
1	1.5V _{SR}	82	+25
1		82	+35
3		75	+22
3		76	+30

4 结语

现代高性能民用飞机为了追求巡航效率,失速特性都不太好,但普遍采用失速告警系统,能够保障飞行安全。在进行民航试飞时,需要综合考虑影响飞机失速特性的设计特点,制定符合机型特征的试飞方案。

参考文献

[1] Anderson, John D., Jr., Fundamentals of Aerodynamics, 2nd ed., McGraw-Hill Book Company, New York, 1991.
[2] Perkins, C.D., and Hage, R.E., Airplane Performance, Stability and Control, John Wiley & Sons, New York, 1949.
[3] 徐华航.空气动力学基础[M].北京:国防工业出版社,1980.
[4] 方振平,陈万春,张曙光.航空飞行器飞行动力学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.
[5] 施永毅.民用飞机的失速预防和失速深失速特性的改善[M].北京:国防工业出版社,2001.

中国核心期刊(遴选)数据库收录期刊 中国学术期刊(光盘版)收录期刊 万方数据数字化期刊群收录期刊

《科技创新导报》杂志欢迎投稿

电话: 010-87382766 传真: 010-67343626 E-mail: chinakjzxdb@163.com